



УКРАЇНА

(19) UA (11) 94560 (13) C2
(51) МПК (2011.01)
F02K 7/00
F02K 9/70 (2006.01)
F02K 9/94 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ
І НАУКИ УКРАЇНИ

ДЕРЖАВНИЙ ДЕПАРТАМЕНТ
ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ
ВЛАСНОСТІ

ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВІНАХІД

(54) РАКЕТНА ДВИГУННА УСТАНОВКА НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ З ДЕТОНАЦІЙНОЮ ШВИДКІСТЮ СПАЛЮВАННЯ ПАЛИВА

1

(21) а201010868

(22) 09.09.2010

(24) 10.05.2011

(46) 10.05.2011, Бюл.№ 9, 2011 р.

(72) КОВАЛЕНКО МИКОЛА ДМИТРОВИЧ, КІРІЧЕНКО ОЛЕКСАНДР ОЛЕГОВИЧ

(73) ІНСТИТУТ ТЕХНІЧНОЇ МЕХАНІКИ НАЦІОНАЛЬНОЇ АКАДЕМІЇ НАУК УКРАЇНИ І НАЦІОНАЛЬНОГО КОСМІЧНОГО АГЕНТСТВА УКРАЇНИ

(56) Иванченко А. Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А. Н. Иванченко, С. Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. Днепропетровск: РИО ДНУ, 2008. - С. 40-50.

Иванченко А. Н. Особенности ракетной двигательной установки на пастообразном топливе / А. Н. Иванченко // Космическая наука и технология. - 1999. - Т. 5. - 4. - С. 1-10.

RU 42269 U1, 27.11.2004

UA 24169 U, 25.06.2007

UA 21243 U, 15.03.2007

UA 69765 C2, 15.12.2006

DE 1959282 A1, 03.06.1971

WO 0156880 A1, 09.08.2001

US 4796839 A, 10.01.1989

GB 2418242 A, 22.03.2006

Кукушкин В. И. Состояние и перспективы разработки РДТТ / В. И. Кукушкин // AIAA Pap. - 1992. - 3872. - С. 9.

Коваленко Н. Д. Детонационный ракетный двигатель на твердом топливе / Н. Д. Коваленко и др. // Труды постоянно действующего научно-технического семинара. - Саратов: СВВКИУ, 1988. - С. 52.

Шевченко К. М. Пастообразные топлива / К. М. Шевченко, А. Ф. Курочкин // Сб. тез. 3-й Открытой конференции молодых ученых по высокомолекулярным соединениям ВМС - 2008, 13-16 мая 2008 г. - Киев: ИХВС НАНУ, 2008. - С. 62.

2

(57) 1. Ракетна двигунна установка на пастоподібному паливі з детонаційною швидкістю спалювання палива, що містить в собі бак з пастоподібним паливом, витисну систему подавання його до камери згоряння через постачально-розподільну головку, камеру згоряння, сопловий блок для організації потоку продуктів згоряння, систему регулювання витрат палива до камери згоряння, систему багаторазового запуску та виключення двигуна, яка **відрізняється** тим, що містить камеру детонаційного згоряння палива, яка має форму циліндричної оболонки довжиною близько третини діаметра камери згоряння, надзвукове сопло, що виготовлено у вигляді конусоподібної оболонки довжиною близько третини діаметра камери згоряння, з'єднаної малим діаметром з камерою детонаційного згоряння палива, та постачально-розподільну головку, виготовлену у вигляді стільникової конструкції з системою імпульсного подавання порцій палива (дисковий або стрічковий механізм), через яку імпульсно подається паливо до камери згоряння, при цьому, у складі системи імпульсного подавання порцій палива виготовлено систему послідовного ініціювання детонації порцій палива, а постачально-розподільна головка, з однієї сторони, з'єднана з нижнім днищем корпусу паливного бака, з іншої сторони, з'єднана з циліндричною оболонкою камери згоряння.

2. Ракетна двигунна установка по п. 1, яка **відрізняється** тим, що система імпульсного подавання окремими порціями пастоподібного палива має систему регулювання секундних витрат палива шляхом зміни частоти подавання дозованих порцій палива.

3. Ракетна двигунна установка по пп. 1, 2, яка **відрізняється** тим, що надзвукове сопло з'єднано шарнірним вузлом з циліндричною оболонкою камери згоряння і з приводами для його хитання.

(13) C2

(11) 94560

(19) UA

Винахід належить до ракетно-космічної техніки і може бути використаний як двигунна установка верхніх ступенів ракет, розгінних блоків та космічних апаратів.

Відомі ракетні двигунні установки (далі - РДУ) на пастоподібному паливі (далі - РДУПП), зокрема [1, 2, 3], які в залежності від призначення відрізняються між собою складом, конструктивно-компонувальними схемами основних складових частин та двигунної установки в цілому, типом та характеристиками палива.

Найбільш близьким для визначеного призначення є РДУ на унітарному пастоподібному паливі [2], що містить в собі бак з пастоподібним паливом (фiг.1), систему витиснення та регулювання витрат палива з бака до камери згоряння, камеру двигуна з великим ступенем розширення сопла, систему запалювання палива, елементи регулювання та управління режимами роботи двигунної установки.

Недоліком відомих РДУПП є те, що вони мають складну конструкцію двигуна, усі складові якого, а саме: камера згоряння з фільтрною головкою, система запалювання пастоподібного палива, сопловий блок та елементи корпусу камери, працюють у надзвичайно напружених умовах, зокрема, при високому тиску (~ 50 кгс/см²), високій температурі (до 3200 К) продуктів згоряння палива, при високих дозвукових і надзвукових швидкостях потоку; він має складну систему регулювання та управління робочими процесами. В зв'язку з цим зазначений двигун має відносно великі габарити та відповідно велику масу конструкції, він надзвичайно складний у виготовленні та відпрацюванні.

Відомі також ракетні двигуни з детонаційною швидкістю спалювання палива (далі - РДД) [1, 4, 5] і, зокрема, камери з детонаційним згорянням газоподібних, рідинних і твердих палив. Переважна більшість відомих детонаційних двигунів працює в одно- або багатопульсному режимі. Для створення тривалого імпульсу тяги та для багаторазового включення двигуна стає необхідним використання двигунів, працюючих у циклічному режимі.

Так, імпульсні РДД на газоподібному паливі, які використовують як окислюючий компонент атмосферний кисень, непридатні для використання на верхніх ступенях ракет або на розгінних блоках космічних апаратів. Відомі імпульсні РДД на рідинних компонентах палива (працюючих на кисні та водні) складні за схемою, конструкцією, системою запалювання суміші при роботі в циклічному режимі.

Значно простішими по кожному із зазначених аспектів є детонаційні ракетні двигуни на твердому паливі (далі - ДРДТП).

Відомі одноімпульсні ДРДТП прості за схемою та конструкцією, але можуть успішно виконувати тільки деякі задачі управління і стабілізації польоту літального апарата шляхом створення коротких одноразових імпульсів.

Для більш складних задач необхідно забезпечити більш тривалий імпульс тяги та багаторазове включення двигуна. Це може бути реалізовано в ДРДТП, які працюють в циклічному (частотному) режимі.

Для такого типу ДРДТП стає занадто склад-

ною проблема подавання твердого палива в камеру детонаційного згоряння з забезпеченням необхідної частоти імпульсів тяги.

Відомі на цей час виконані або такі, що розробляються багатьма винахідниками, різні механічні системи високочастотного (до 50-100 Гц) подавання в камеру та ініціювання в ній детонації окремих порцій палива залишаються складними і мало придатними для широкого практичного використання.

Більш перспективний напрямок вирішення проблем по створенню ДРДТП передбачає розташування палива безпосередньо в детонаційній камері шляхом створення спеціальної конструкції заряду (шнурового, стрічкового, сотового та ін.), а також системи послідовного ініціювання окремих порцій або частин палива.

Незважаючи на значні переваги детонаційних ракетних двигунних установок твердого палива у виділеній сфері застосування, вони залишаються складними в частині забезпечення двигуна компонентами палива та подавання його до камери для детонаційного згоряння.

Виходячи з цього, особливий інтерес має використання як палива для детонаційного двигуна унітарного пастоподібного палива, що використовується у відомих РДУПП.

Найбільший інтерес мають РДУПП на унітарному паливі, що виготовляється по технології, відпрацьованій при виготовленні твердих палив для сучасних ракетних двигунів. Як зазначено в [1, 2, 6], таке пастоподібне паливо є проміжним продуктом виробництва сумішевих твердих палив на етапі його формування в заряд та до його затвердіння.

Таке пастоподібне паливо має високий енергетичний потенціал та високу густину, особливо при його металізації. Крім того, в [1] відзначаються наступні переваги:

1 - можливість безпосередньо змінювати витрату палива до камери і таким чином регулювати осьову тягу двигуна у широкому діапазоні;

2 - можливість заповнити паливом увесь вільний об'єм паливного бака;

3 - можливість гнучкої зміни складу палива та його характеристик.

Беручи до уваги те, що основні компоненти палива схильні до детонації, є підстави вважати за можливе виготовити безпечно у застосуванні пастоподібне паливо, згоряння якого буде легко переходити в детонаційне від теплового, електричного або світлового ініціювання.

Найбільш близьким аналогом (прототипом винаходу) вибрано ракетну двигунну установку на пастоподібному паливі, описану в [2, рис. 7].

До загальних істотних ознак прототипу та двигунної установки, що заявляється, ставиться те, що вона заправлена пастоподібним паливом і містить в собі витисну систему подавання його до камери згоряння через постачально-розподільну головку, камеру згоряння, сопловий блок для організації потоку продуктів згоряння, систему регулювання витрат палива до камери згоряння, систему багаторазового запуску та виключення двигуна.

Недоліком двигунної установки-прототипу є те, що вона має складну камеру згоряння та великі габарити і масу соплового блока.

В основу винаходу поставлено задачу удосконалення двигунної установки за рахунок сукупного застосування більш ефективних відомих схемних та конструктивних рішень для двигуна в цілому та його складових частин. Поставлена задача вирішується тим, що використовуються нижче подані варіанти конструкції камери двигуна та системи подавання і регулювання витрат палива до камери згоряння:

- із складу двигуна-прототипу вилучено камеру дефлаграційного згоряння пастоподібного палива, яка має постачально-розподільну головку з фільтрерами, через яку паливо подається до камери згоряння, з'єднану, з однієї сторони, з нижнім днищем корпусу паливного баку, з іншої, з'єднану з циліндричною частиною корпусу камери двигуна, яка має сопло, що виготовлено у класичній формі сопла Лавалю (дозвукова і надзвукова частини); замість вилученої камери з соплом Лавалю встановлено одну з відомих камер детонаційного згоряння палива, яка має надзвукове сопло, постачально-розподільну головку, через яку імпульсно подається паливо до камери згоряння; головка, з однієї сторони, з'єднана з нижнім днищем корпусу паливного баку, з іншої сторони, з'єднана з циліндричною оболонкою камери двигуна;

- замість використаного у прототипі пристрою безперервного подавання та плавного регулювання витрат палива встановлено систему імпульсного подавання окремими порціями пастоподібного палива;

- із складу двигуна вилучено систему дефлаграційного запалювання пастоподібного палива, що подається до камери згоряння в період запуску двигуна, наприклад, пускового порохового газогенератора двигунної установки-прототипу, при цьому в головці камери детонаційного згоряння палива у складі системи імпульсного подавання порцій палива виготовлено систему послідовного ініціювання (наприклад, теплового, електричного, механічного або лазерного) детонації порцій палива, що надходять до камери згоряння;

- з метою підвищення економічності двигуна, надзвукове сопло камери двигуна виготовлено за відомою класичною схемою у вигляді конусоподібної оболонки довжиною біля третини діаметра камери згоряння, з'єднаної малим діаметром з камерою детонаційного згоряння палива, яка виготовлена у вигляді циліндричної оболонки тієї ж довжини;

- постачально-розподільна головка камери детонаційного згоряння виготовлена у вигляді стільникової конструкції з системою імпульсного подавання порцій палива (дисковий або стрічковий механізм) до камери.

Система імпульсного подавання окремими порціями пастоподібного палива має у своєму складі систему регулювання секундних витрат палива (а значить, і імпульсу тяги двигуна) шляхом зміни частоти подавання дозованих порцій палива.

З метою регулювання вектора тяги двигуна надзвукове сопло з'єднано шарнірним вузлом з циліндричною оболонкою камери згоряння і з при-

водами для його хитання.

Фіг.1 - загальний вид РДУ на унітарному пастоподібному паливі - прототипу.

Остання містить в собі витисну систему подавання палива до камери згоряння 1 через постачально-розподільну головку з фільтрерами 3, бак 2, камеру згоряння 4, сопловий блок 5 для організації потоку продуктів згоряння, систему регулювання витрат палива до камери згоряння 6, систему багаторазового запуску та виключення двигуна (відсічний клапан 7, пусковий газогенератор 8).

Суть винаходу пояснюється кресленням на фіг.2, де зображено схему ракетної двигунної установки на пастоподібному паливі з детонаційною швидкістю спалювання палива, яка містить в собі камеру детонаційного згоряння палива 1 з постачально-розподільною головкою 2, систему запуску 3 камери (ініціювання детонації), бак з пастоподібним паливом 6, витисну систему 7 подавання його до камери згоряння, надзвукове сопло 4 та механічну систему його хитання з метою регулювання вектора тяги, яка має у своєму складі шарнірний вузол 5 та приводи для хитання сопла (не показано).

Камера детонаційного згоряння палива 1 має форму циліндричної оболонки 8 довжиною близько третини діаметра камери згоряння, а постачально-розподільну головку 2 виготовлено у вигляді стільникової конструкції з системою імпульсного подавання порцій палива (дисковий або стрічковий механізм) (не показано), через яку імпульсно подається паливо до камери згоряння, при цьому, у складі системи імпульсного подавання порцій палива виготовлено систему послідовного ініціювання детонації порцій палива (не показано).

Постачально-розподільна головка 2, з однієї сторони, з'єднана з нижнім днищем корпусу паливного баку 6, а з іншої сторони, з'єднана з циліндричною оболонкою камери згоряння 8.

Надзвукове сопло 4 камери двигуна виготовлено у вигляді конусоподібної оболонки довжиною близько третини діаметра камери згоряння, з'єднаної малим діаметром з камерою детонаційного згоряння палива 1.

У складі системи імпульсного подавання окремими порціями пастоподібного палива застосовано систему регулювання секундних витрат палива (не показано) шляхом зміни частоти подавання дозованих порцій палива.

Надзвукове сопло з'єднано шарнірним вузлом 5 з циліндричною оболонкою 8 камери згоряння і з приводами для його хитання (не показано).

Пристрій працює таким чином. Під час запуску двигуна включається витисна система 7 паливного баку 6 двигуна, під тиском газу наддуву пастоподібне паливо подається в постачально-розподільну головку 2, яка містить в собі керовані механізми подавання порцій пастоподібного палива в одну або декілька, або сукупність форкамер (типу стільникових елементів), які відкриті в простір камери згоряння та ізольовані від баку з паливом. Одночасно з подаванням палива у форкамери подається імпульс для послідовної або одночасної детонації порцій палива. В період детонації спрацьовує перезарядний механізм і подає до камери нові порції палива, які аналогічно детонують і процес

продовжується з частотою, яку забезпечує механізм подавання палива (50-150 Гц). Для регулювання тяги змінюється частота подавання палива в камеру згоряння двигуна. При виключенні двигуна (обнулюванні тяги) вимикається витисна система двигуна та вимикається механізм подавання палива до камери.

Для регулювання вектора тяги двигуна після його запуску вмикаються бортові джерела енергії та приводи хитання надзвукового сопла, таким чином, створюються бокові керуючі сили по тангажу і курсу. При вимиканні двигуна автоматично вимикаються приводи та їх джерела енергії.

Великі переваги такого двигуна полягають в тому, що він не потребує високого тиску в паливному баці і, таким чином, потребує невеликого запасу газу для наддуву. В таких умовах доцільно використовувати "холодну" систему наддуву паливного бака і забезпечити більш економні витрати газу, необхідні для функціонування двигуна.

В такій двигунній установці різко спрощується конструкція систем зберігання і споживання палива, різко зменшується маса конструкції двигунної установки, термін та вартість її відпрацювання.

Джерела інформації:

1. Кукушкин В.И. Состояние и перспективы ра-

зработки РДТТ / В. И. Кукушкин // AIAA Pap. - 1992. - № 3872. - С.9.

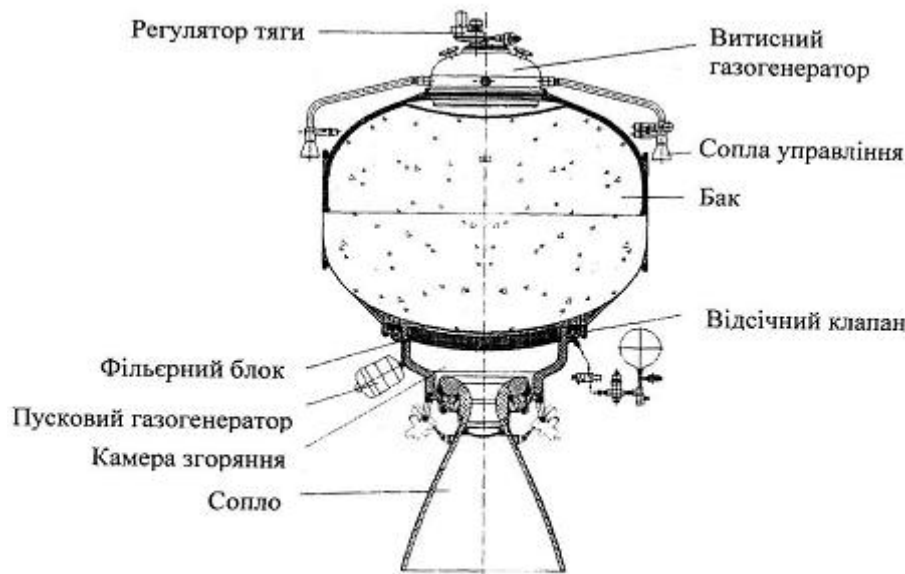
2. Иванченко А.Н. Состояние разработки дросселируемых ракетных двигательных установок на унитарном пастообразном топливе / А. Н. Иванченко, С. Г. Бондаренко // Проблемы высокотемпературной техники. - Днепропетровск: РИО ДНУ, 2008. - С.40-50.

3. Иванченко А.Н. Особенности ракетной двигательной установки на пастообразном топливе / А. Н. Иванченко // Космическая наука и технология. - 1999. - Т.5. - № 4. - С. 1-10.

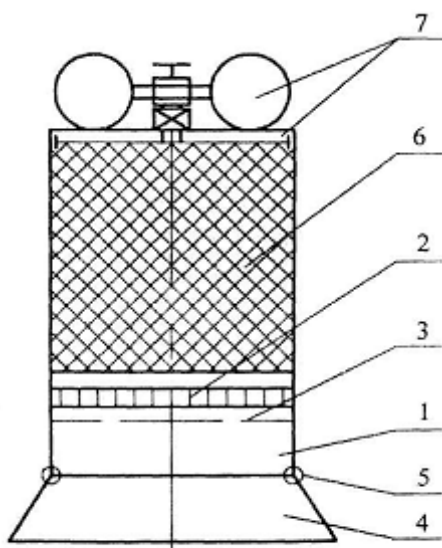
4. Импульсные детонационные двигатели / Под ред. С.М. Фролова. - М: ТОРУС ПРЕСС. - 2006. - 592с.

5. Коваленко Н.Д. Детонационный ракетный двигатель на твёрдом топливе / Н.Д. Коваленко и др. // Труды постоянно действующего научно-технического семинара. - Саратов: СВВКИУ, 1988. - С.52.

6. Шевченко К.М. Пастообразные топлива / К.М. Шевченко, А.Ф. Курочкин // Сб. тез. 3-й Открытой конференции молодых учёных по высокомолекулярным соединениям "ВМС - 2008", 13-16 мая 2008 г. - Киев: ИХВС НАНУ, 2008. - С.62.



Фіг. 1



Фиг. 2